

Lösung zur
§17-Klausur Flugmechanik 1 SS 02

1. Klausurteil (keine Hilfsmittel - 35 Minuten - 18 Punkte)

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache!
Schreiben Sie so deutlich, dass ich die korrekte Rechtschreibung beurteilen kann!

- | | |
|--------------------|----------------------|
| 1. Flugmechanik | flight mechanics |
| 2. Flugleistung | aircraft performance |
| 3. Böe | gust |
| 4. Auftrieb | lift |
| 5. Widerstand | drag |
| 6. Gleitzahl | lift-to-drag ratio |
| 7. Polare | drag polar |
| 8. Staudruck | dynamic pressure |
| 9. Flügel | wing |
| 10. Horizontalflug | level flight |
| 11. Kurvenflug | turning flight |
| 12. Gipfelhöhe | ceiling |

- 1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache!
- | | | |
|-----|-------------------------------|--|
| 1. | angle of attack | Anstellwinkel |
| 2. | sideslip | Schiebewinkel |
| 3. | lift curve slope | Auftriebsgradient |
| 4. | elevator deflection | Höhenruderausschlag |
| 5. | payload | Nutzlast |
| 6. | stall | überzogener Flugzustand |
| 7. | chord | Profiltiefe |
| 8. | centre of gravity | Schwerpunkt |
| 9. | specific fuel consumption | spezifischer Kraftstoffverbrauch |
| 10. | longitudinal static stability | statische Stabilität der Längsbewegung |
| 11. | static margin | Stabilitätsreserve |
| 12. | static margin, stick-fixed | Stabilitätsreserve bei festem Ruder |

- 1.3) Was versteht man unter der "*coffin corner*"?

Beim Fliegen in großer Flughöhe kommt es zu zwei Effekten:

- 1.) Durch die mit zunehmender Höhe abnehmende Luftdichte wird bei gegebenem max. Auftriebsbeiwert die **Überziehggeschwindigkeit höher**.
 - 2.) Durch die mit zunehmender Höhe abnehmende Luftdichte wird bei gegebener Reisefluggeschwindigkeit der erforderliche Auftriebsbeiwert höher. Dieser höhere Auftriebsbeiwert erfordert einen vermehrten Unterdruck auf der Flügeloberseite und somit höhere Übergeschwindigkeiten. Damit wird die **Schüttelgrenze niedriger**.
- Fazit: Die begrenzenden Geschwindigkeiten kommen mit zunehmender Höhe immer enger zusammen. **Dort wo sich die Kurven treffen liegt die "Coffin Corner"**. An der *Coffin Corner* kann das Flugzeug nur noch mit genau einer Geschwindigkeit geflogen werden.

- 1.4) Wie ist der Neutralpunkt (*aerodynamic center*) definiert?

Der Neutralpunkt ist der Punkt auf der Profilschneide eines Profils, der ein konstantes Nickmoment bei verschiedenen Anstellwinkeln zeigt.

- 1.5) Was kennzeichnet den Neutralpunkt bei losem Ruder (*neutral point stick free*)?

Wenn der Schwerpunkt des Flugzeugs auf dem Neutralpunkt bei losem Ruder liegt, dann ist das erforderliche Höhenruderschmiermoment (bzw. Knüppelkraft oder Trimmklappenwinkel) unabhängig von der Flugeschwindigkeit.

- 1.6) Berechnen Sie die Temperatur der Internationalen Standardatmosphäre (ISA) in einer Höhe von 2000 m!

$$\begin{aligned}
 H = 0 \text{ m} & : t = 15 \text{ }^\circ\text{C} \\
 \Delta H = 2000 \text{ m} & : \Delta t = - 2000 \text{ m} \cdot 6.5 \text{ K}/(1000 \text{ m}) = -13 \text{ K} \\
 H = 2000 \text{ m} & : t = 15 \text{ }^\circ\text{C} -13 \text{ K} = 2^\circ\text{C}
 \end{aligned}$$

- 1.7) Für den Start wurde die Startbahn mit der Bezeichnung 03 gewählt. Der Wind kommt mit 30 kt aus 60°. Berechnen Sie die Seitenwindkomponente des Windes beim Start!

$$03 = 30^\circ \quad \Delta\rho = 30^\circ \quad \sin 30^\circ = \frac{1}{2}$$

Seitenwindkomponente: $V_{cross} = V_{wind} \cdot \sin 30^\circ = \mathbf{15 \text{ kt}}$

- 1.8) Von einem Jet sind bekannt: Gleitzahl $E = 20$, Auftrieb unter gegebenen Bedingungen im Horizontalflug $L = 1000000 \text{ N}$, Standschub $T_{TO} = 250000 \text{ N}$, bei üblicher Reisefluggeschwindigkeit beträgt der Schub in

| | | |
|----------|---|------------------------|
| 10000 ft | : | 40 % des Standschubes |
| 20000 ft | : | 30 % des Standschubes |
| 33000 ft | : | 20 % des Standschubes. |

Berechnen Sie die (absolute) Gipfelhöhe des Flugzeuges!

$$E = L/D \quad D = L/E = 1000000 \text{ N} / 20 = \mathbf{50000 \text{ N}}$$

| | | | | |
|----------|---|-----------------------|---|--------------------------------|
| 10000 ft | : | 40 % des Standschubes | : | $T = 100000 \text{ N}$ |
| 20000 ft | : | 30 % des Standschubes | : | $T = 75000 \text{ N}$ |
| 33000 ft | : | 20 % des Standschubes | : | $T = \mathbf{50000 \text{ N}}$ |

=> Gipfelhöhe sind **33000 ft**

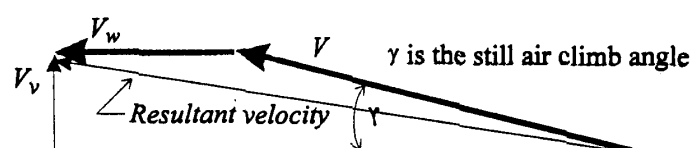
- 1.9) Nenne Sie die BREGUETSche Reichweitengleichung und benennen Sie die Parameter der Gleichung!

$$R = \frac{V E}{cg} \ln \left(\frac{m_1}{m_2} \right)$$

- R : Reichweite
 V : Fluggeschwindigkeit
 E : Gleitzahl
 c : schubspezifischer Kraftstoffverbrauch
 g : Erdbeschleunigung
 m_1 : Masse des Flugzeugs zu Beginn des Fluges (der betrachteten Strecke)
 m_2 : Masse des Flugzeugs am Ende des Fluges (der betrachteten Strecke).

- 1.10) Wann ist es leichter, bei gegebener Steigleistung, einen voraus liegenden Berg zu überfliegen, bei Rückenwind oder bei Gegenwind? Begründen Sie Ihre Antwort mit einer Skizze!

Bei Gegenwind!



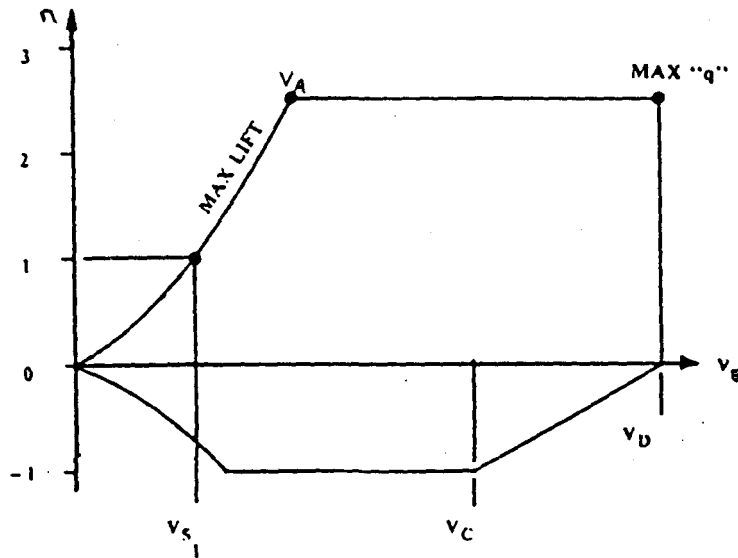
Effect of wind on climb performance

1.11) Wie viel beträgt das Lastvielfache im koordinierten Kurvenflug bei einem Hängewinkel von 60° ?

$$1/\cos 60^\circ = 2$$

1.12) Zeichnen Sie ein typisches V-n Diagramm! Beschriften Sie das Diagramm!

Manöverlastdiagramm:



1.13) Wie ändert sich das Nickmoment um den Schwerpunkt eines bezüglich der Längsbewegung stabilen Flugzeuges mit zunehmendem Anstellwinkel?

Mit zunehmendem Anstellwinkel wird das Nickmoment kleiner (mehr negativ) und wirkt dadurch "nose down" (negativer Nickmomentenbeiwert!)

Lösung zur Klausur
FM I SS02, Teil 2

1. $H \approx h = h_{MISC} + \Delta h$ ①

Geg: $h_{MISC} = 8000 \text{ ft}$

$Q_{NH} = 1003,25$

$\Delta T = +20 \text{ K}$

$$\Delta h = \frac{T_0 + \Delta T}{L} \left(1 - \left(\frac{Q_{NH}}{p_0} \right)^{1/5,25588} \right) \text{ ①}$$

$$= \frac{288,15 \text{ K} + 20 \text{ K}}{1,9812 \cdot 10^{-3} \text{ K/ft}} \left(1 - \left(\frac{1003,25}{1013,25} \right)^{1/5,25588} \right)$$

$$= 293,2 \text{ ft}$$

$$H = 8293,2 \text{ ft} \text{ ①}$$

$$H_p = H \cdot \frac{T_0}{T_0 + \Delta T} \text{ ①} = 8293,2 \text{ ft} \cdot \frac{288,15}{308,15}$$

$$= 7755 \text{ ft} // \text{ ①}$$

25

$$2.2 \quad V_{EH} = \sqrt[3]{\frac{2 \rho P_{Smax} \sqrt{G}}{C_{D0} S_0 S}} \quad \textcircled{1}$$

$$= \sqrt[3]{\frac{2 \cdot 0.8 \cdot 200000 \frac{\text{kg} \cdot \text{m}}{\text{s}^2} \cdot 0.85935}{5 \cdot 0.03 \cdot 1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 20 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2}}$$

$$= 72.06 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad \textcircled{1}$$

$$V_H = V_{EH} / \sqrt{G} \quad \textcircled{1/2} = 72.06 \frac{\text{m}}{\text{s}} / 0.85935$$

$$= 83.85 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Σ 3

$$= 163 \text{ kt} // \quad \textcircled{1/2}$$

b.w.

23 : 25

$$2.3 \quad \text{a) } L = mg = \frac{1}{2} \rho v_s^2 C_{Lmax} S$$

$$C_{Lmax} = \frac{2mg}{\rho v_s^2 S} \quad \textcircled{1} = \frac{2 \cdot 1400 \text{ kg} \cdot 9.81 \frac{\text{N}}{\text{kg}}}{1.225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 36.01 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} \cdot 20 \text{m}^2}$$

$$70 \text{ kt} = 36.01 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 0.865 // \quad \textcircled{1}$$

$$\text{b) } V = 100 \text{ kt} = 51.44 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$T = \frac{v^2}{g \tan \phi} \quad \tan \phi = \frac{v^2}{g \cdot T}$$

$$\phi = \text{arc tan} \frac{v^2}{g \cdot T} \quad \textcircled{1} = 37.6^\circ // \quad \textcircled{1}$$

$$\text{c) } (V_s)_{turn} = \sqrt{\frac{1}{\cos \phi}} \cdot V_{s1} \quad \textcircled{1} = \sqrt{\frac{1}{\cos 37.6^\circ}} \cdot V_{s1} = 78.7 \text{ kt} // \quad \textcircled{1}$$

Σ 6

2.2 alternativ

$$C_D = C_{D0} + C_{Di} \rightarrow \approx 0$$

$$\begin{aligned} D &= \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot C_D \cdot S \\ &= \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot C_{D0} \cdot S \end{aligned}$$

$$P = D \cdot v = \frac{1}{2} \rho v^3 \cdot C_{D0} \cdot S = P_s \cdot \eta$$

$$v = \sqrt[3]{\frac{2 P_s \cdot \eta}{\rho \cdot C_{D0} \cdot S}} = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot 200000 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot \text{m} \cdot \text{m}^3 \cdot 0.8}{\text{s}^2 \cdot \text{s} \cdot 0.90464 \text{ kg} \cdot 20 \text{ m}^2 \cdot 0.03}}$$

$$\rho(10000 \text{ ft}) = 0.90464 \text{ kg/m}^3 = 83,85 \text{ m/s}$$

$$2.4 \quad a) \quad E_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi A e}{C_{D0}}} = 12.94 \quad \textcircled{1}$$

b) Propellerflugzeug, Reichweite

$$R = \frac{2 E_{max} \cdot \rho}{g \cdot c'} \arctan \left[\frac{\sqrt{B_3} (m_1 - m_2)}{B_3 + m_1 \cdot m_2} \right] \quad \textcircled{1}$$

$$B_3 = \frac{C_{D0} \cdot S^2 \cdot v^4 \cdot \pi A e}{4 g^2} \quad \textcircled{1}$$

$$120 \text{ kt} = 61.73 \text{ m/s}$$

$$10000 \text{ ft} : 0.90464 \text{ kg/m}^3$$

$$B_3 = \frac{0.03 \cdot 0.90464^2 \cdot 20^2 \cdot 61.73^4 \cdot \pi \cdot 8 \cdot 0.8}{4 \cdot 9.81^2} \text{ kg}^2$$

$$= 7449782 \text{ kg}^2 \quad \textcircled{1}$$

$$R = \frac{2 \cdot 12.94 \cdot 0.8 \cdot \text{m} \cdot \text{kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}}{9.81 \text{ m} \cdot 0.07 \cdot 10^{-6} \text{ kg} \cdot \text{s} \cdot \text{s}^2}$$

$$\arctan \left[\frac{\sqrt{B_3} (1370 - 1230) \text{ kg}}{B_3 + 1370 \cdot 1230 \text{ kg}^2} \right]$$

$$= 30149993 \text{ m} \cdot \arctan 0.04183$$

$$= 30149993 \text{ m} \cdot 0.04181$$

$$R = 1260 \text{ km} \quad \textcircled{1}$$

Σ 7

$$2.5 \quad S_6 \approx \frac{1.44}{S \cdot C_{L, \max}} \cdot \frac{\text{m/s}}{\text{T} / (\text{m} \cdot \text{g})} \quad \textcircled{1}$$

$$\approx \frac{1.44}{1.225 \cdot 2,0 \text{ kg}} \cdot \frac{650 \text{ kg} \cdot \text{m}}{\text{m}^2 \cdot 0.25}$$

$$\Sigma 2 \quad \approx 1528 \text{ m} \quad \textcircled{1}$$

$$2.6 \quad u = 50 \text{ ft/s} = 15.24 \text{ m/s}$$

$$V = 250 \text{ kt} = 128.6 \text{ m/s}$$

$$\text{w/s} = 650 \text{ kg} \quad \text{w/s} = 6376.5 \text{ N/m}^2$$

$$\mu = \frac{2 \cdot \text{w/s} \quad \textcircled{1/2}}{S \cdot \bar{C}_{L, \alpha} \cdot g} = \frac{2 \cdot 6376.5 \text{ N} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{s}^2 \text{ kg} \cdot \text{m}}{\text{m}^2 \cdot 1.225 \text{ kg} \cdot 4 \text{ m} \cdot 2\pi \cdot 9.81 \text{ ms}^2}$$

$$= 42.22 \quad \textcircled{1/2}$$

$$k = \frac{0.88 \mu \quad \textcircled{1/2}}{5.3 + \mu} = 0.7819 \quad \textcircled{1/2}$$

$$\Delta h = \frac{\Delta L}{W} = k \cdot \frac{S_0 \cdot u_E \cdot V_E \cdot C_{L, \alpha} \quad \textcircled{1}}{2 (\text{w/s})}$$

$$u_E = u$$

$$V_E = V$$

$$= \frac{1.225 \text{ kg} \cdot 128.6 \text{ m} \cdot 15.24 \text{ m} \cdot 2\pi \cdot \text{m}^2 \cdot \text{s}^2}{\text{m}^3 \cdot \text{s} \cdot \text{s} \cdot 2 \cdot 6376.5 \text{ N} \cdot \text{kg} \cdot \text{m}}$$

$$\cdot 0.7819$$

$$= 0.9249 \quad \textcircled{1}$$